第 38 卷第 5 期
2017 年 5 月
工 程 热 物 理 学 报
JOURNAL OF ENGINEERING THERMOPHYSICS
Vol.38, No.5
May, 2017

# 喷管内壁多孔处理的圆口喷流大涡模拟

林 健　于新海　赖焕新

(华东理工大学承压系统与安全教育部重点实验室，上海　200237)

**摘　要**　本文对一亚音速圆口喷管内壁面施加盲孔，使其壁面多孔化，采用大涡模拟结合 FW-H 方法研究了马赫数 $M$=0.6 时喷管外的非稳态流场与远场噪声。研究结果显示，这种内壁小孔结构对喷管外流场的湍流脉动有一定的削弱作用。时空相关系数的对比表明，内壁小孔结构同时减弱了脉动量各自在时间和空间上的相关性，削弱了大尺度的涡结构。通过对涡强、膨胀率和 Q 涡识别准则的可视化分析，研究了剪切层中涡结构在喷流轴向的产生、发展与演化过程，结果表明内壁小孔结构抑制了涡配对现象，加强了流动掺混，从而加速了剪切层的发展。

**关键词**　喷管；多孔内壁；大涡模拟；非稳态流场；气动噪声

**中图分类号**: V211　　**文献标识码**: A　　**文章编号**: 0253–231X(2017)05–0984–09

## Large Eddy Simulation of a Round Jet From a Nozzle With Porous Inner Wall

LIN Jian　YU Xin-Hai　LAI Huan-Xin

(*Key Laboratory of Pressure Systems and Safety, Ministry of Education, East China University of Science and Technology, Shanghai 200237, China*)



**Abstract**　In this paper, the inner wall of a subsonic nozzle is changed to be porous by adding blind holes. Large eddy simulation combined with the FW-H method are employed to study the unsteady flow field and far-field noise radiation at Mach number $M$=0.6. The results show that the porous wall of the nozzle has some effects on reducing the turbulence intensity. Comparisons of the turbulence correlation coefficients reveal that both the temporal and spatial correlations of the turbulent fluctuations are also suppressed by the porous inner wall. Large scale turbulence structures are weakened. The generation, development and evolution of vortices in the shear layer are studied by visualization and analysis of the vorticity, the dilatation and the Q-criterion. The results show that the pairing of vortices is suppressed and the flow mixing is enhanced by the porous wall, and as a result, the development of the shear layer is accelerated.

**Key words**　nozzle; porous inner wall; large eddy simulation; unsteady field; aeroacoustic noise

## 0 前　言

喷流噪声是民用飞机的主要噪声源之一，其声压级可以达到 150~160 dB[1]，对环境造成极大的影响。在过去的半个世纪里，大涵道比发动机技术的发展和广泛应用，发动机喷流噪声已经得到了一定的控制。随着涵道比的增大或已接近技术极限 [2]，喷流噪声的控制又重回了喷管本体，方法上大致包括主动方法和被动方法。

使用多孔结构对声源流场和气动声场进行控制，一直是降噪技术中的重要方法。国外将多孔结构直接应用于声源流场的报道，最早见于 1984 年 Thiede 等 [3] 采用多孔材料和多孔结构改善翼型气动性能的研究。类似地，Revell 等 [4] 试验发现多孔处理的副翼侧边可以减小对机身噪声的贡献。这一类采用多孔材料结构减弱声源流场的应用还可见诸文献 [5]~[7] 的报道。总体而言，虽然多孔处理已被证明是流动与噪声被动控制的一种有效措施 [8,9]，但是目前对多孔流动控制技术的研究还不够广泛，对其机理的认识也不够清晰。在喷流流动以及噪声控制问题中，采用多孔材料或多孔处理方法的研究，无论是在实验测量或数值模拟分析方面，目前国内外尚未有公开发表的文献报道。

本文采用大涡模拟与 FW-H 声比拟方法相结合，在马赫数 $M = 0.6$ 时，对三种不同内流道的喷管分别进行流场和噪声计算，对比分析内壁小孔结构对喷流流场的时均速度和脉动量 $u'$、$v'$ 及 $p'$ 分布的影响。在此基础上，进一步研究近喷管出口剪切层内

**收稿日期**: 2016-12-27; **修订日期**: 2017-04-22
**基金项目**: 国家自然科学基金项目 (No.51576067)
**作者简介**: 林　健 (1990– )，男，研究生，主要从事气动声学研究。　**通信作者**: 赖焕新，教授，hlai@ecust.edu.cn

$u'$、$v'$、$p'$ 在时间和空间的相关性，分析其分布与发展的特点。从涡强、膨胀率以及 Q 判据的可视化分析，研究该多孔结构对旋涡在喷流轴向的发生、发展与演化过程的影响。远场噪声的频谱分析则通过声比拟结果完成，目的是初步检验小孔结构对辐射噪声的抑制作用。

# 1 数值计算方法

## 1.1 物理模型及网格划分

本文计算对象是三个有出口延伸段的渐缩喷管，其中基础喷管 I 的出口延伸段为光滑内壁，喷管 II 和 III 的延伸段内壁则有盲孔，图 1 是喷管几何模型及盲孔局部放大示意图。喷管出口直径 $D_j = 10$ mm，长度 $L = 170$ mm。喷管 II 和 III 内壁小孔参数列于表 1。

**表 1 小孔参数**

**Table 1 Geometry parameters of the blind holes**

| 喷管编号 | 孔径/mm | 孔深/mm | 孔心距/mm | 周向个数 | 轴向排数 |
|---|---|---|---|---|---|
| II | 0.5 | 0.5 | 1.5 | 4 | 3 |
| III | 1 | 1 | 2 | 4 | 3 |

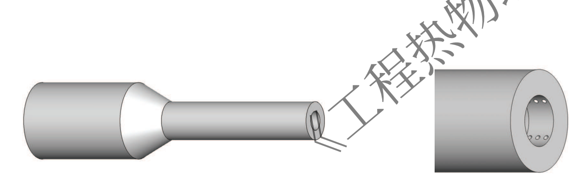


图 1 喷管几何模型

Fig. 1 Geometry model of nozzles

计算域如图 2 所示，其中喷管 II 和 III 的求解域还包括所有盲孔。坐标原点位于喷管出口圆心，喷管外长度为 $60D_j$，上游宽度为 $20D_j$，下游宽度为 $40D_j$；声源面宽度为 $10D_j$ 至 $30D_j$，长度为 $50D_j$。

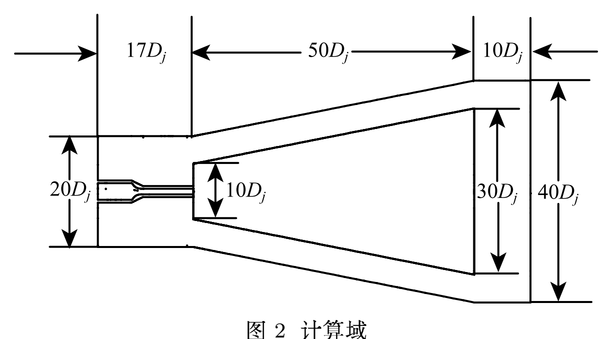



图 2 计算域

Fig. 2 Computational domain

采用结构化网格，剪切层区域进行加密处理，喷管内部则采用 O 型网格。喷管 I~III 的网格数分别为 280 万、286 万和 290 万，为保证计算结果的可对比性，除内部网格外，本文保障三个喷管外部的网格划分完全一致。

## 1.2 控制方程与计算方法

为对喷管中的可压缩流动进行大涡模拟，采用经 Favre 滤波的 N-S 方程 [10]：

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho}\tilde{u}_i}{\partial x_i} = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}\tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}\tilde{u}_i\tilde{u}_j) + \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} - \frac{\partial \tilde{\sigma}_{ij}}{\partial x_j} = -\frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\sigma}_{ij} - \tilde{\sigma}_{ij}) \tag{2}$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{e} + \bar{\rho}\tilde{u}_i\tilde{u}_i/2)}{\partial t} - \frac{\partial}{\partial x_j}(\tilde{\sigma}_{ij}\tilde{u}_i) + \frac{\partial \tilde{q}_i}{\partial x_i} + \frac{\partial[(\bar{\rho}\tilde{e} + \bar{\rho}\tilde{u}_i\tilde{u}_i/2 + \bar{p})\tilde{u}_i]}{\partial x_i} = \mathrm{RHS}_E \tag{3}$$

式中顶部符号 “–” 表示空间滤波，而 “~” 表示 Favre 质量加权滤波变量；$\rho$、$u_i$、$p$ 和 $e$ 分别表示密度、速度分量、压力和内能。式 (2) 中 $\tau_{ij}$ 为亚格子应力，

$$\tau_{ij} = \bar{\rho}\left(\widetilde{u_i u_j} - \tilde{u}_i\tilde{u}_j\right) \tag{4}$$

$\bar{\sigma}$ 为过滤后的黏性应力张量；$\tilde{\sigma}$ 是以过滤速度和温度为参数的黏性应力张量项，

$$\tilde{\sigma} = \mu(\tilde{T})\left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3}\frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k}\delta_{ij}\right) \tag{5}$$

$\tilde{q}_i$ 和 $Pr$ 分别为热通量和普朗特常数，

$$\tilde{q}_i = -\frac{\mu(\tilde{T})C_p}{Pr}\frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_i} \tag{6}$$

$\mathrm{RHS}_E$ 由 7 项构成，具体参见文献 [11]。本文亚格子模型选用动态 Smagorinsky-Lilly 模型。为使方程组封闭补充状态方程：

$$\tilde{p} = R\bar{\rho}\tilde{T} \tag{7}$$

式中 $R$ =287.1 J·kg$^{-1}$·K$^{-1}$。

本文使用商业软件 FLUENT 进行模拟，计算分两步进行。首先对喷流流场进行数值仿真；其次提取声源面上的流场数据，通过 FW-H 方程计算喷流噪声场。流场计算选用 Density-Based 求解器，流体介质设置为理想气体，黏度采用 Sutherland 模型。采用 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型进行稳态计算，整体质量流量误差小于 1%时认为稳态达到收敛。然后开始瞬态计算，为充分求解涡脱落过程以及保证 CFL 数小于 1，设置非稳态时间步长 $t_{\mathrm{step}}$ 为 $5\times10^{-7}$ s。非稳态

表 2 喷管模拟结果的对比

Table 2 Comparison of simulation results of nozzles

| 喷管编号 | 理想值 | 喷管 I | 喷管 II | 喷管 III |
|---|---|---|---|---|
| $\langle U_{j,\max}\rangle_t$/(m/s) | 204 | 205 | 204 | 204 |
| $\langle U_j\rangle_{\text{tm}}$/(m/s) | 204 | 197 | 195 | 196 |
| $\langle p_{i,\text{total}}\rangle_{\text{tm}}$/Pa | 128706.9 | 128706.9 | 128706.9 | 128706.9 |
| $\langle p_{j,\text{total}}\rangle_{\text{tm}}$/Pa | 128706.9 | 126917.7 | 126510.1 | 126724.9 |
| $\langle \nabla p_{\text{total}}\rangle_{\text{tm}}$/Pa | 0 | 1789.2 | 2196.8 | 1982 |
| $\langle \nabla p_{\text{total}}\rangle_{\text{tm}} / \langle p_{i,\text{total}}\rangle_{\text{tm}}$ | 0 | 1.39% | 1.71% | 1.54% |
| $\langle \dot{m}_i\rangle_{\text{tm}}$/(kg/s) | 0.0193 | 0.0181 | 0.0182 | 0.0182 |
| $\langle \dot{m}_j\rangle_{\text{tm}}$/(kg/s) | 0.0193 | 0.0181 | 0.0182 | 0.0182 |
| $T_h$/N | 3.57 | 3.24 | 3.23 | 3.24 |

计算时间达到 $tU_j/D_j > 200$ 时认为流动状态已经可以排除稳态初场的影响即达到统计学稳定，此后开始声场计算并进行流场数据采样统计，采样时间持续 $tU_j/D_j > 204$。

### 1.3 边界条件

为保证三种喷管模型出口马赫数都为 0.6，边界条件统一给定为：上游喷管入口给定总压 $p_{\text{total}}$ = 128706 Pa，总温 $T_{\text{total}}$ = 313.875 K，同时给出参考静压 $p_{\text{static}}$ = 101325 Pa；喷管外计算域入口以及四周环境界面设置为无反射的压力边界条件，给定总压 $p_{\text{total}}$ = 101325 Pa，总温 $T_{\text{total}}$ = 293.15 K 和参考静压 $p_{\text{static}}$ = 101325 Pa；下游出口设置为无反射的压力出口边界条件，给定静压 $p_{\text{static}}$ = 101325 Pa，总温 $T_{\text{total}}$ = 293.15 K；喷管固壁采用无滑移、绝热壁面边界条件。

本文前期工作已通过实验数据的对比分析 [12]，验证了计算模型、方法以及边界条件的有效性。

## 2 计算结果及分析

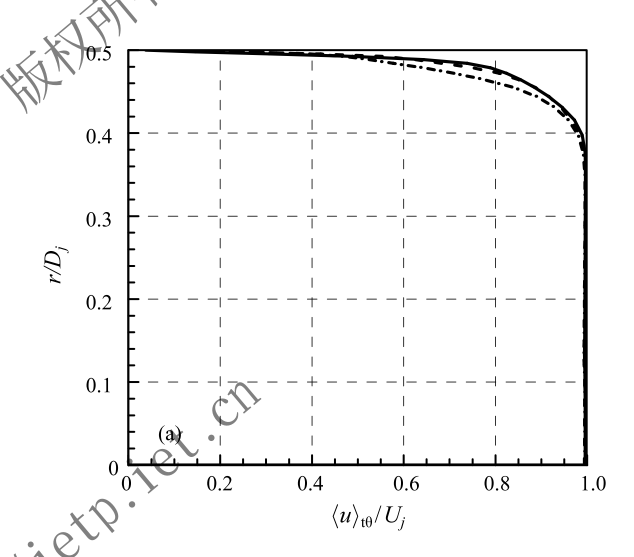
### 2.1 平均流动特性比较

为方便表述，对本文的符号作出如下说明：$u$ 和 $u'$ 分别表示轴向速度和轴向速度脉动；$v$ 和 $v'$ 则表示径向速度和径向速度脉动；$p$ 和 $p'$ 则表示压力和压力脉动；$\dot{m}$ 表示质量流量；$T_h$ 表示推力。$\langle\cdot\rangle$ 表示变量的平均值，其涉及的下标 $t$ 表示时间平均，$\theta$ 表示周向平均，$m$ 表示质量加权平均。其余下标 $i$ 和 $j$ 分别表示喷管的进口和出口，$c$ 表示喷管中心线。

表 2 给出了喷管 I 、II 、III 模拟结果以及理想气体完全膨胀值与之间的比较。可以发现由于理想状况为无黏流动，忽略了喷管内部的压力损失，导致喷管出口处质量加权轴向平均速度、质量流量、推力都大于喷管 I 、II 和 III 的情况。对比喷管 I 和喷管 II 、III，推力分别为 3.24 N、3.23 N 和 3.24 N，即加入内壁小孔结构后喷管推力损失基本可以忽略不计，因此本文使用的多孔参数较为合理。

图 3(a) 为喷管出口轴向速度沿径向分布对比。可以看出喷管 I 出口高速流体分布范围最大；小孔结构增加了喷管 II 和 III 内部对流体的径向干预，高





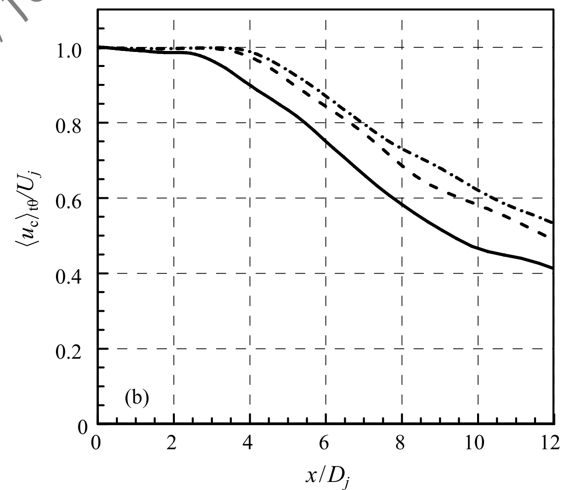




图 3 喷管出口轴向速度及中心线上轴向速度分布
—, 喷管 I; - - - -, 喷管 II; — · — · —, 喷管 III

Fig. 3 Distributions of axial velocity along radius and the center axial lines. —, nozzle I; - - - -, nozzle II; — · — · —, nozzle III

速流体分布范围都略有减小。同时如图 3(b) 所示，喷管 Ⅱ 和 Ⅲ 沿径向速度梯度减小，这减弱了喷流向下游发展过程中卷入周围流体介质的能力，使得主流与周围环境发生质量、动量和能量的交换变得没有喷管 Ⅰ 那样剧烈，因此出现了下图中喷管 Ⅱ 、Ⅲ 的势流核长度不减反增的现象。

### 2.2 脉动特性比较

图 4 给出了不同轴向位置湍流脉动沿径向的分布。可以看出在 $x = D_j$ 轴向位置处喷管 Ⅱ 和喷管 Ⅲ 的轴向速度脉动 $u'$ 略大于喷管 Ⅰ 。往下游发展过程中两喷管的 $u'$ 都得到了削弱，到 $x = 5D_j$ 位置时都已减小低于喷管 Ⅰ 。径向速度脉动 $v'$ 的减弱趋势比 $u'$ 的减弱趋势更明显，在 $x = D_j$ 轴向位置时，喷管 Ⅱ 和 Ⅲ 的 $v'$ 就已降至低于喷管 Ⅰ 的值。脉动速度分量乘积 $u'v'$ 以及压力脉动 $p'$ 同样体现出了一定的减弱趋势。

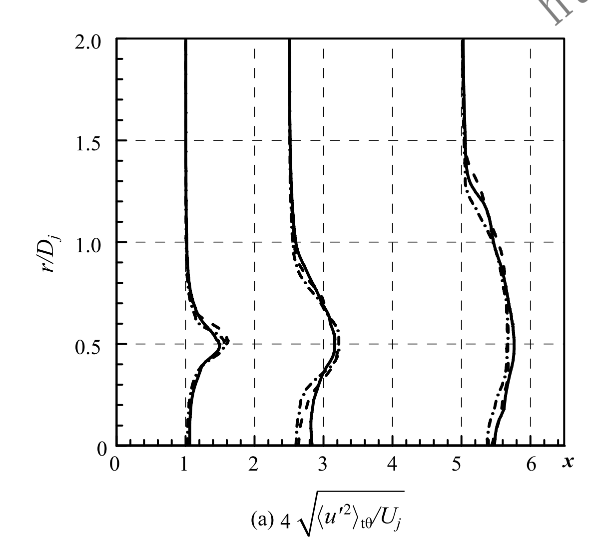
### 2.3 脉动的时空相关性分析

流场脉动的时空相关系数可用来考察不同时刻或不同位置两点脉动量间的相关性。如图 5 所示，对于剪切层中脉动值，点 $x$ 与其下游点 $x + \xi$ 两点的时空相关系数 $R_{ij}$ 定义如下：

$$R_{ij}(x,\xi,\tau) = \frac{\langle i'(x,t)\, j'(x+\xi,t+\tau)\rangle_t}{\sqrt{\langle i'^2(x)\rangle_t}\sqrt{\langle j'^2(x+\xi)\rangle_t}} \tag{8}$$

式中，$x$ 为测点在流场中的轴向坐标，$\xi$ 为两个测点间的距离，$\tau$ 为延迟时间。

图 6(a)~(c) 分别表示喷管唇线上 $x = 2.5D_j$ 处轴向脉动速度 $u'$、径向脉动速度 $v'$ 和压力脉动 $p'$ 在时间序列上的自相关性 $R_{uu}$、$R_{vv}$ 和 $R_{pp}$。内壁小孔结构对此处 $R_{uu}$ 的影响甚微，而对 $R_{vv}$ 和 $R_{pp}$ 的影响较明显，它们各自的时间相关性被削减。类似地，本文小孔结构对压力脉动 $p'$ 分别与 $u'$、$v'$ 在时间序列上的关联 $R_{up}$ 和 $R_{vp}$ 也有明显的削弱作用。



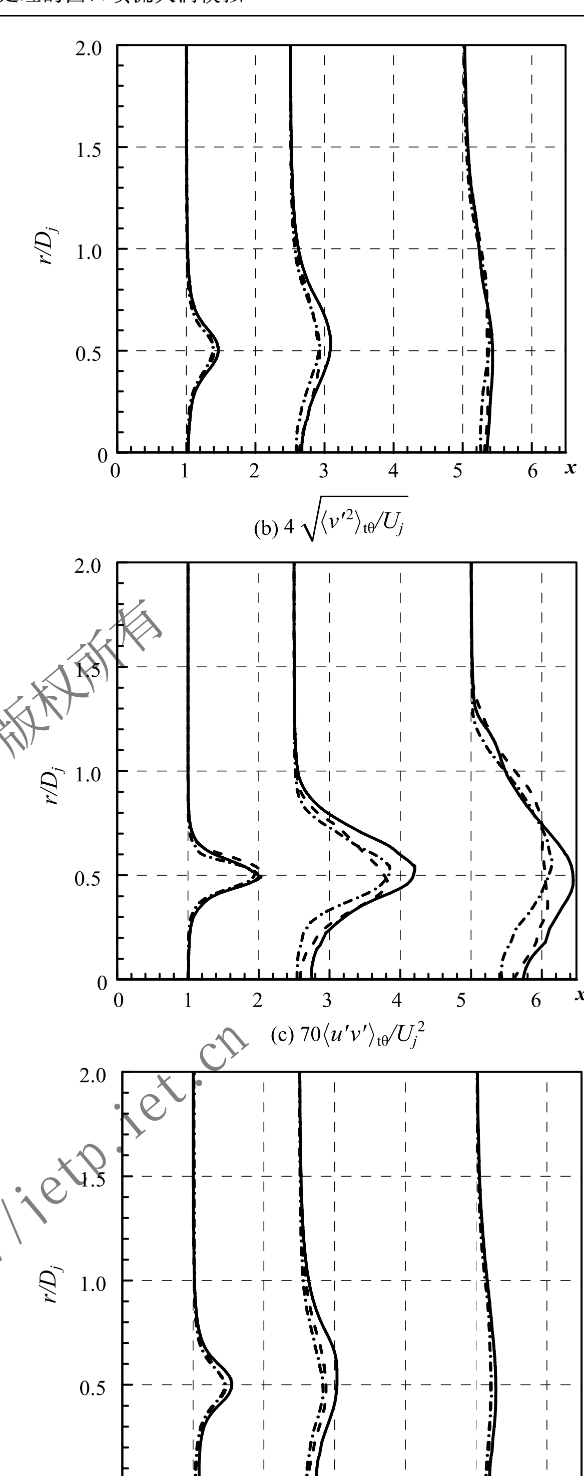




图 4　不同轴向位置湍流脉动沿径向的分布。每幅图中从左到右的位置 $x/D_j$ 分别为 1、2.5 和 5，线型含义同图 3

Fig. 4　Radial profiles of turbulent fluctuations at axial positions $x/D_j$ =1, 2.5 and 5. Legend as in Fig. 3

时间相关性的减弱一定程度上反映了流场混乱程度的增强，说明内壁小孔结构加速了大尺度旋涡向小涡的转变。

图 7 表示喷管唇线上 $x = 10D_j$ 处三个喷管的 $R_{uu}$、$R_{vv}$ 和 $R_{pp}$ 所对应的云图。图中虚线斜率代表了该位置脉动量向下游的传递速率。可以发现喷管Ⅱ和Ⅲ中虚线的斜率大于喷管Ⅰ中的对应值，可见内壁小孔结构加速了 $u'$、$v'$ 和 $p'$ 向下游传递的速率。此外，喷管Ⅰ的时空相关系数正值区域比喷管Ⅱ和Ⅲ较宽，说明在同样的时间间隔下，内壁小孔结构减弱了脉动量 $u'$、$v'$ 和 $p'$ 各自在空间上的相关性，再次从空间角度印证了小孔结构减小旋涡结构的作用。

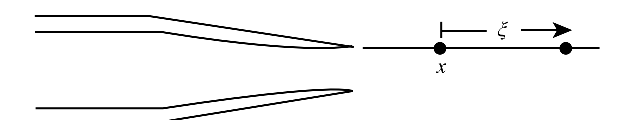



图 5 剪切层中脉动相关系数定义的对应位置 $x$ 和测点间距离 $\xi$ 示意图

Fig. 5 Two-point spatial-temporal correlations in the shear layer, obtained for location$x$ and using a spatial separation $\xi$

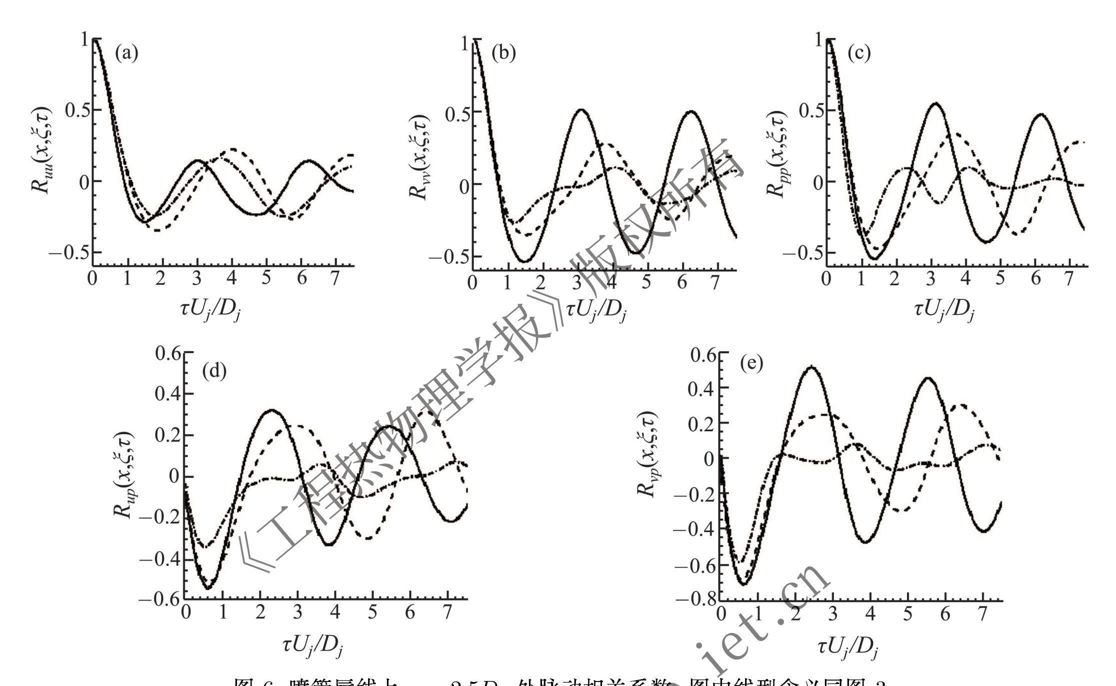
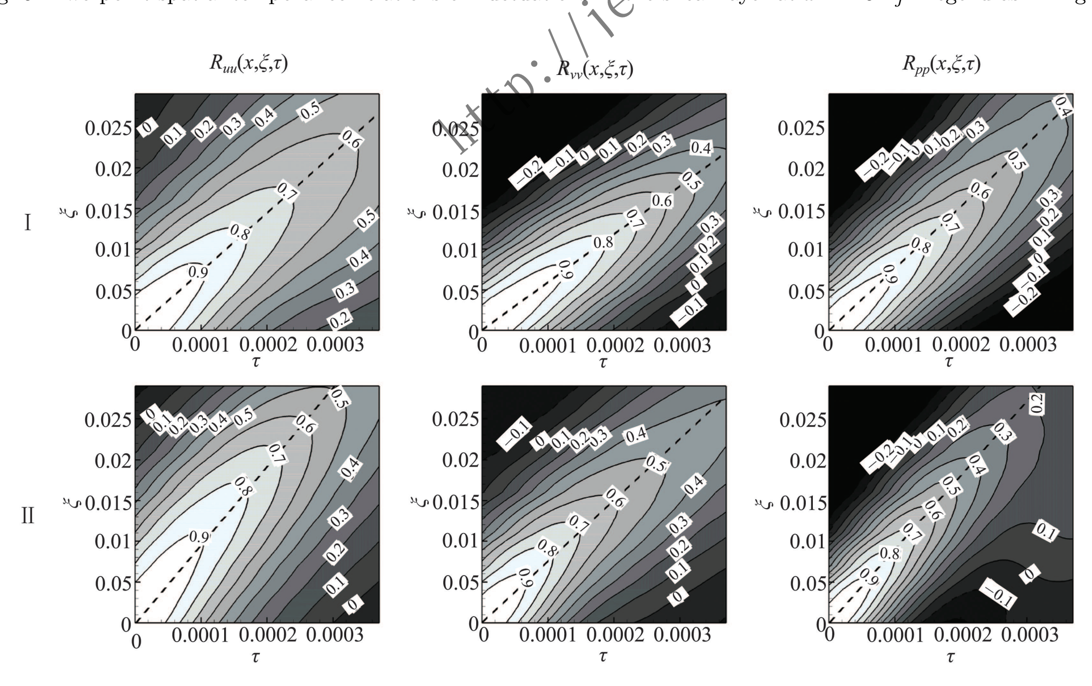



图 6 喷管唇线上 $x = 2.5D_j$ 处脉动相关系数，图中线型含义同图 3

Fig. 6 Two-point spatial-temporal correlations of fluctuations in the shear layer at $x = 2.5D_j$. Legend as in Fig. 3



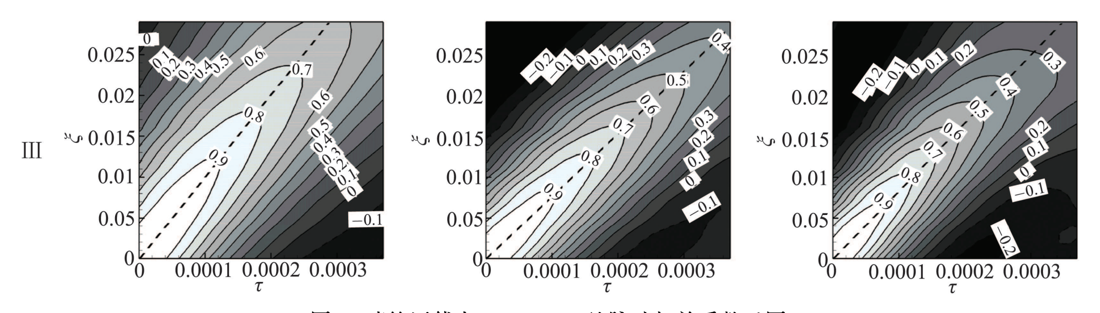


图 7　喷管唇线上 $x = 10D_j$ 处脉动相关系数云图

Fig. 7　Contours of $R_{uu}$、$R_{vv}$ and $R_{pp}$ at $x = 10D_j$ in the shear layer

### 2.4　剪切层厚度分析

剪切层厚度 $\delta = (r_{0.10} - r_{0.95})$，其中 $r_{0.1}$ 和 $r_{0.95}$ 分别表示轴向流速为 $10\%\langle u_c\rangle_t$ 和 $95\%\langle u_c\rangle_t$ 处对应的半径值。图 8 为剪切层厚度对比图，3 条分布曲线基本都呈现出线性增长的趋势，这与剪切层理论一致。对比其斜率，可以发现内壁小孔结构降低了剪切层厚度增长的速度。

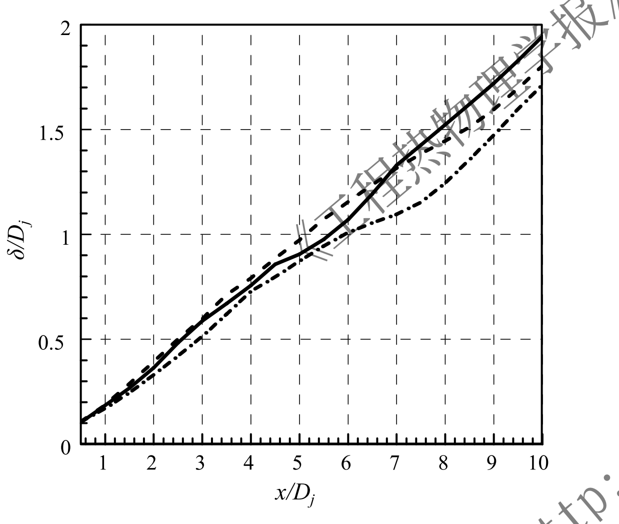


图 8　剪切层厚度对比图. 线型含义同图 3

Fig. 8　Comparison of shear layer thickness. Legend as in Fig. 3

### 2.5　内壁小孔结构对流场影响的分析

Powell [13] 和 Howe [14] 发展的涡声理论表明，声波的产生同流体中的旋涡和势流、以及旋涡之间的相互作用密切相关。本文从涡强 $|\Omega|$、膨胀率 $D$ 和 $Q$ 值这三个物理量出发，研究多孔壁面对流场中旋涡结构和强度等方面发挥的作用，重点考察剪切层中大尺度涡结构的发生、发展与演化过程，研究考察 K-H 不稳定性的发展与旋涡配对。$|\Omega|$, $D$ 和 $Q$ 的定义计算式为：

$$|\Omega| = \left\|\nabla \times \vec{V}\right\| \tag{9}$$

$$D = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \tag{10}$$

$$Q = \left(\frac{\partial u}{\partial x}\frac{\partial v}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial x}\frac{\partial u}{\partial y}\right) + \left(\frac{\partial v}{\partial y}\frac{\partial w}{\partial z} - \frac{\partial w}{\partial y}\frac{\partial v}{\partial z}\right) + \left(\frac{\partial u}{\partial x}\frac{\partial w}{\partial z} - \frac{\partial w}{\partial x}\frac{\partial u}{\partial z}\right) \tag{11}$$

图 9 给出了 $r - x$ 平面上由涡强 $|\Omega|$ 和膨胀率表征的瞬态涡结构图。图 9(a)~(c) 可以看出距离喷管出口约 1.5 倍半径范围内喷管都存在一个准层流环形混合层。这一准层流环形混合层的发展主要受不稳定性波引起的扰动增长的影响，导致剪切层变形以及旋涡卷起形成大尺度涡环结构，随后涡环向下游对流时产生涡配对现象，它也是喷流噪声产生的原因之一；最终涡环失去稳定性而变形。图 9(a)、(b) 中用虚线框标出的地方可以清晰的看到涡配对这种非线性相互作用现象，而在图 9(c) 中这种现象并不明显。比较图 9(a)~(c) 的膨胀率云图。可以发现，喷管 I 和 II 分布规律类似，在喷管出口附近声波传播方法主要是上游和径向方向，而喷管 III 则出现了一部分声波往下游传播，说明喷管 III 这组多孔参数已经对旋涡结构的改变产生了较为明显的作用。

为观察湍流涡结构沿流向的三维演化特征以及开孔对涡结构产生的影响，图 10 给出了涡量在不同的流向位置 $x$ 横截面上的分布。在 $x/D_j = 0.5$ 处可以看出轴对称涡环形成，这与线性稳定性理论的结果一致 [15,16]。进一步的发展，旋涡出现周向的弯曲而开始失去稳定性，随后涡环变形，失去对称性，形成涡辫结构。喷管 II 和喷管 III 由于径向扰动的加入，加速了剪切层的发展。因此轴对称涡环的特征不再明显，在 $0.5D_j$ 处 (图 10(d)、(g)) 涡环已开始变形。而喷管 I 在 $x/D_j = 2.5$ 处才出现的涡辫结构 (图 10(c)) 在喷管 II 和 III 中提前至 $x/D_j = 1$ 处即已出现。

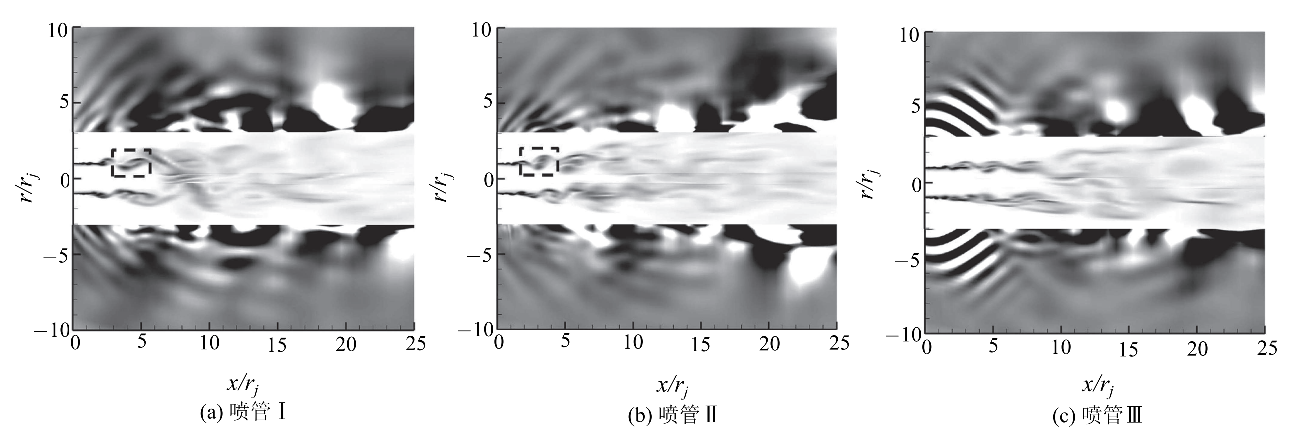



图 9 $r-x$ 平面上由涡强 $|\Omega|$ 和膨胀率表征的瞬态涡结构图涡强和膨胀率灰度云图由亮到暗表征的范围分别为 (0.001,10) 和 (−0.001,0.001)

Fig. 9 The instantaneous vortices shown by $|\Omega|$ and dilatation field in $r-z$ plane. The gray contour levels from light to dark are scaled by (0.001,10) for vorticity and (−0.001,0.001) for dilatation



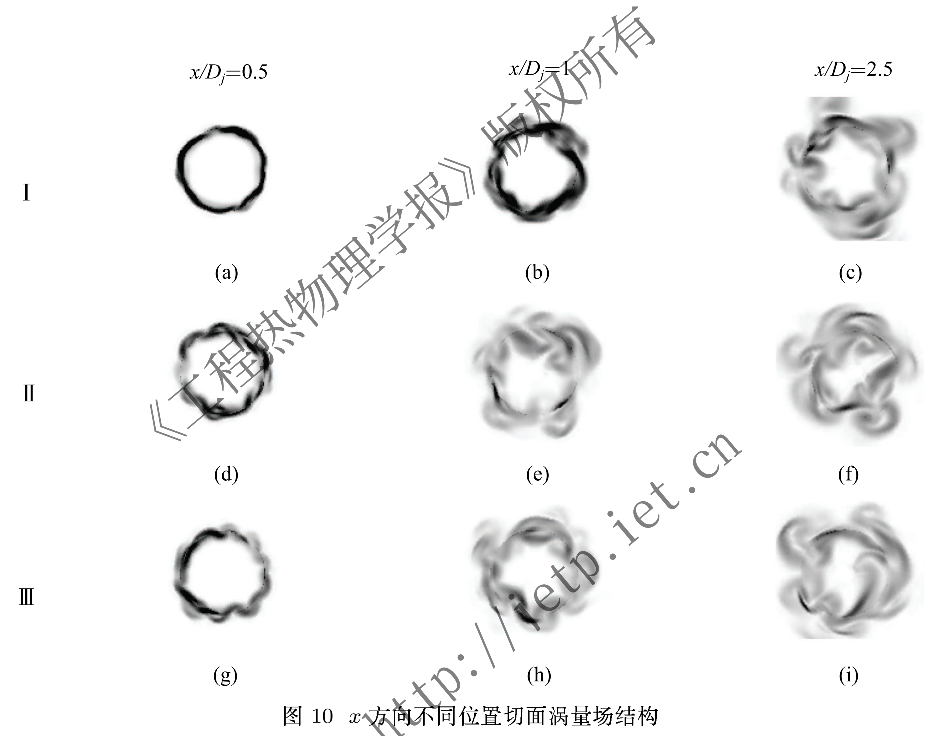




图 10 $x$ 方向不同位置切面涡量场结构

Fig. 10 The structure of vortices at different $x$ positions

图 11 分别展示了三个喷管模型的 $Q$ 准则等值面分布，其中 $Q=2000000$，灰度代表了轴向流速的大小。从图 11 中可以看出在近喷管出口区域，剪切层扰动涡呈现周向的管状结构，这种剪切层不稳定性属于开尔文–亥姆霍兹不稳定 (KHI)。随后剪切层中的扰动涡出现明显的周向破碎，并向下游发展演化。下游涡结构表现出三维特性，比如项链涡，展展向涡以及沿流向细长的流线涡。对比图 11 中局部放大图可以发现，喷管 II 和喷管 III 周向管状结构尺度明显小于喷管 I 中出现的尺度，再次证明了内壁小孔结构加强了流动掺混，加速了剪切层的发展。

### 2.6 远场声压

本文通过 FW-H 方程对远场监测点的声压进行计算，得出不同监测点处的总声压级对比。噪声监测点采用同心圆面布置，圆心为喷管出口中心，测点距离为 $100D_j$，角度从 10° 到 150°。图 12 是总声压级的对比。可以发现内壁小孔结构对降噪有一定的效果，且喷管 III 的降噪效果好于喷管 II，例如在 30° 处喷管 II 和 III 比喷管 I 的噪声分别降低 1 dB 和 1.7 dB。

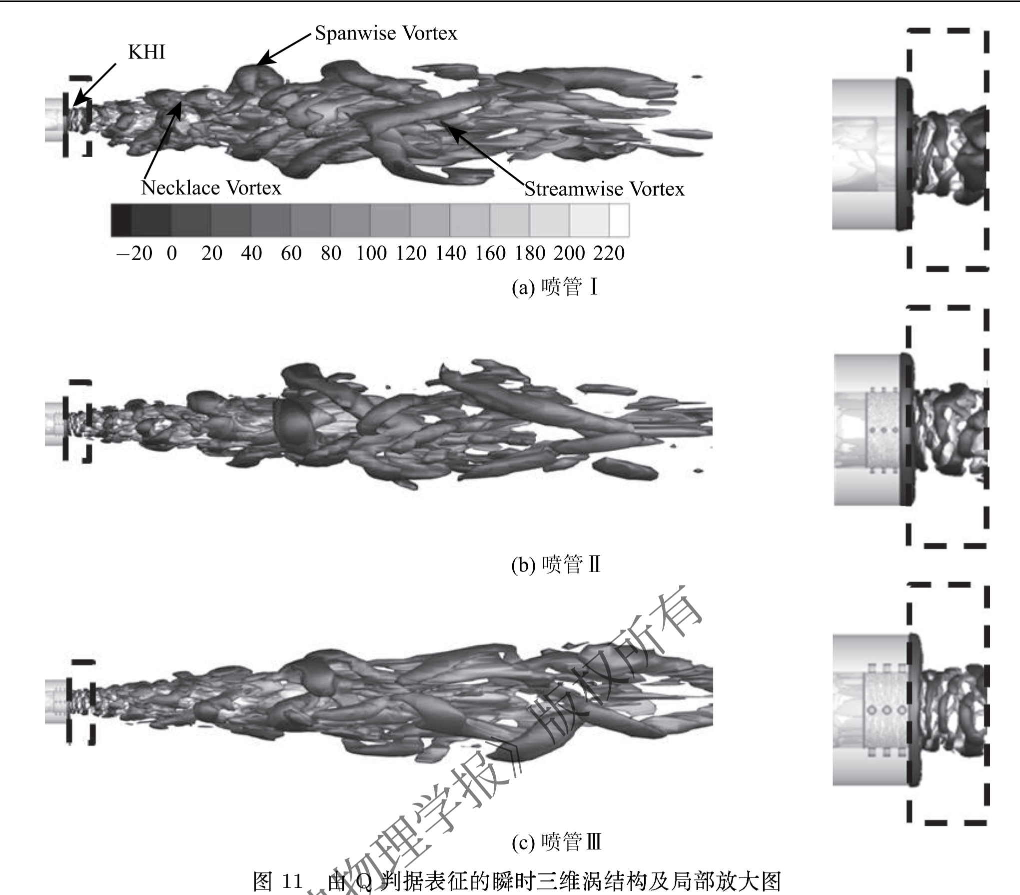



图 11　由 Q 判据表征的瞬时三维涡结构及局部放大图

Fig. 11 Instantaneous three-dimensional vortices represented by Q-Criterion and their local zooms





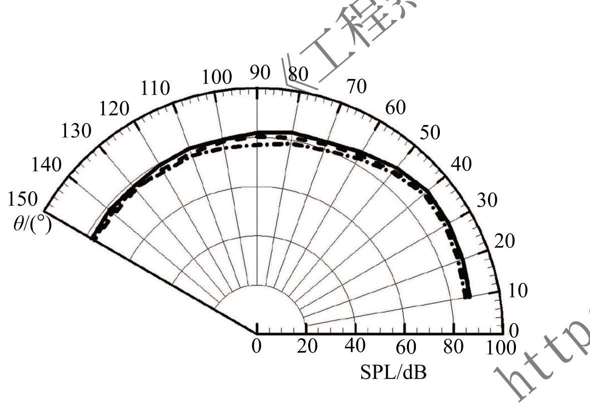
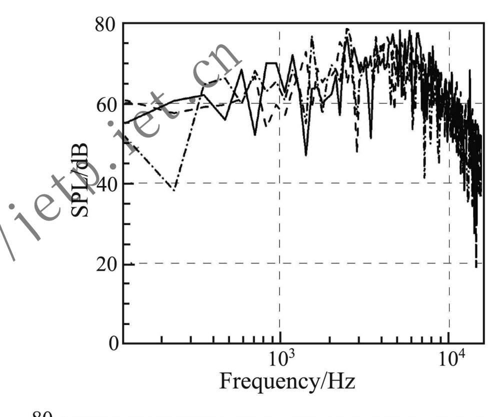



图 12 监测点方位示意以及总声压级对比图
图中线型含义同图 3

Fig. 12 Positions of monitoring point and comparison of total sound pressure level. Legend as in Fig. 3



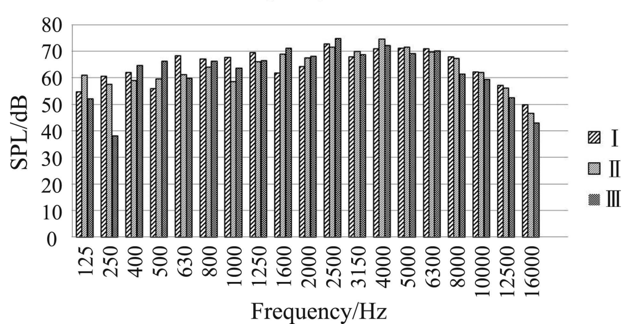




图 13 30° 方位监测点声压频谱图

Fig. 13 Sound pressure spectrum at the 30° azimuthal monitoring point

为进一步研究内壁小孔结构对声场频谱特性的影响，本文选取 30° 方位监测点进行频谱分析。图 13 是该点 1/3 倍频谱图。可以看出喷管 I 噪声主频在 2500 Hz 的低频部分。加入内壁小孔结构后，喷管 II 主频增大至 4000 Hz。此外喷管 II 和喷管 III 在 1200 Hz 以下的低频噪声得到了削弱，而 1200 至 4500 Hz 之间噪声略有增强。该变化的原因可能是径向扰动加速大尺度涡破碎，相应地增加了小尺度涡的数量。

## 3 结　论

本文采用大涡模拟结合 FW-H 的方法对具有内壁盲孔结构的喷管喷流进行了研究，得到如下结论：

1) 加入内壁小孔结构，由于沿程损失和局部损失的增加，减小了喷管出口截面上高速流体沿径向的分布范围，同时沿径向速度梯度的减小，势流核长度增加。

2) 内壁小孔结构中流动和压力的重新分布削弱了喷管外流动的湍流脉动。

3) 喷管近出口区域时间序列上的相关性 $R_{vv}$，$R_{pp}$，$R_{up}$ 和 $R_{vp}$ 因小孔结构的影响而减弱，而 $u'$、$v'$ 和 $p'$ 往下游的传递速度则有所增大，相应地也减弱了它们各自的空间相关性。

4) 喷流脉动特性的改变，宏观上体现为剪切层中涡配对现象被抑制和流动掺混的加强，从而加速了剪切层的发展，远场噪声也在一定程度上被抑制。

## 参 考 文 献


[1] 吴九汇. 噪声分析与控制 [M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2011
Wu J H. Noise Analysis and Control [M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2011

[2] Bühler S, Kleiser L, Bogey C. Simulation of Subsonic Turbulent Nozzle Jet Flow and its Near-filed Sound [J]. AIAA Journal, 2014, 52(8): 1653–1669

[3] Thiede P, Krogmann P, Stanewsky E. Active and Passive Shock/boundary Layer Interaction on Supercritical Airfoils [R]. AGARD CP-365, 1984

[4] Revell J D, Kuntz H L, Balena F J, et al. Trailing-edge flap Noise Reduction by Porous Acoustic Treatment [C]//3rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Atlanta, USA, 1997

[5] Naito H, Fukagata K. Numerical Simulation of Flow Around a Circular Cylinder Having Porous Surface [J]. Physics of Fluids, 2012, 23(13): 102–117

[6] Lai H, Luo K H. A Conceptual Study of Cavity Aeroacoustics Control Using Porous Media Inserts [J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2008, 80(3): 375–391

[7] 刘汉儒. 多孔材料结构对外流不稳定性及流致噪声控制的机理研究 [D]. 西安交通大学, 2014
Liu H R. Study on Mechanisms of External flow Instability and Flow-induces Noise Control by Porous Materials [D]. Xi'an Jiaotong University, 2014

[8] Bae Y, Moon Y J. Effective of Passive Porous Surface on the Trailing-edge Noise [J]. Physics of Fluids, 2011, 23: 126101

[9] Schulze J, Sesterhenn J. Optimal Distribution of Porous Media to Reduce Trailing Edge Noise [J]. Computers & Fluids, 2013, 78: 41–53

[10] Vreman B. Direct and Large-Eddy Simulation of the Compressible Turbulent Mixing Layer [D]. Univ of Twente, Twente, The Netherlands, 1995

[11] Larcheveque L, Sagaut P, Mary L, Labbe O. Large-eddy Simulation of a Compressible flow Past a Deep Cavity [J]. Physics of Fluids, 2003, 15(1): 193–210

[12] 林健, 赖焕新. 亚音速圆口喷流的大涡模拟 [J]. 华东理工大学学报 (自然科学版),2016, 42(5): 715–721
Lin J, Lai H X. Large Eddy Simulation of Subsonic Round Jet [J]. Journal of East China University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2016, 42(5): 715–721

[13] Powell A. Theory of Vortex Sound [J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 1964, 36(1): 177

[14] Howe M S. Theory of Vortex Sound [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2003

[15] Batchlor G K, Gill A E. Analysis of the Stability of Axisymmetric Jets [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1962, 14: 529–551

[16] Cohen J, Wygnanski I. The Evolution of Instability in the Axisymmetric Jet. Part 1. The Linear Growth of Disturbances Near the Nozzle [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1987, 176: 191–219